

Numerical Study of the Suction Flow in the Symmetric Airfoils of the AEROMINE Wind Energy System Based on 2D Simulation

Omid Hoseinpanahi¹, Saeed Karimian Aliabadi^{2*}

¹ M.Sc. Student, Aerodynamics, Tarbiat Modares University, Tehran (hpanahi3.14@gmail.com)

² Associate Professor, Aerospace Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran (*Correspondence: Karimian@modares.ac.ir)

Article history:

Article Type: Research Paper

Received: 13 May 2025

Received in Revised form: 16 June 2025

Accepted: 03 July 2025

Available Online: 23 July 2025

GRAPHICAL

In this study, the effect of using an alternative channel for the existing jet stream assembly on the aerodynamic performance of the Aeromine energy conversion device has been comprehensively investigated. Simulations were performed using ANSYS Fluent software and analyses were performed based on changing the location of the channel flow entry on the airfoil surface in a set of two mirrored airfoils, under different wind speed conditions. In addition, the axial distance of the flow exit points on the airfoils has also been evaluated. Considering the resultant effect of all three factors under consideration, namely the axial distance of the flow exit points from the airfoils, the position of the inner channel inlet relative to the point of flow impact on the airfoil, and finally considering the velocity difference in the channel due to changes in the angle of attack of the free stream relative to the airfoil chord, this resulted in a 12% increase in velocity across the cross-section behind the inlet of the airfoil's internal channel.

Keywords:

Aeromine Wind Energy System

Mirrored Airfoils

Numerical Simulation

Pressure Coefficient

Suction Port

Hoseinpanahi, Omid, Karimian Aliabadi, Saeed. Numerical Study of the Suction Flow in the Symmetric Airfoils of the AEROMINE Wind Energy System Based on 2D Simulation. Fluid Mechanics and Aerodynamics 2025; 14 (1): 159-170. DOI: <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1404.14.1.11.4>



©The Author(s).

Publisher: Imam Hossein University

مطالعه عددی جریان مکشی حاصل از ایرفویل‌های متقارن در سیستم انرژی بادی آیروماین بر اساس حل دوبعدی

امید حسین پناهی^۱، سعید کریمیان علی‌آبادی^{۲*}

^۱ دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا گرایش آیرودینامیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران (hpanahi3.14@gmail.com)

^۲ دانشیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران (نویسنده مسئول: Karimian@modares.ac.ir)

چکیده

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی
دریافت: ۲۳ اردیبهشت ۱۴۰۴
بازنگری: ۲۶ خرداد ۱۴۰۴
پذیرش: ۱۲ تیر ۱۴۰۴
ارائه آنلاین: ۰۱ مرداد ۱۴۰۴

کلید واژه‌ها:

سیستم انرژی بادی آیروماین
ایرفویل آینه‌ای
حل عددی
ضریب فشار
حفره مکشی

در این مطالعه، تأثیر استفاده از یک کانال جایگزین برای مجموعه جت جریان موجود بر عملکرد آیرودینامیکی سیستم انرژی بادی آیروماین به‌طور جامع بررسی شده است. شبیه‌سازی‌ها با بهره‌گیری از نرم‌افزار انسیس فلوئنت انجام شده و تحلیل‌ها بر اساس تغییر محل ورود جریان کانال بر سطح ایرفویل در یک مجموعه متشکل از دو ایرفویل آینه‌ای، تحت شرایط مختلف سرعت باد صورت گرفته است. علاوه بر این، فاصله محوری نقاط خروجی جریان روی ایرفویل‌ها نیز مورد ارزیابی قرار گرفته است. با در نظر گرفتن برآیند تأثیر هر سه عامل مورد بررسی یعنی فاصله محوری نقاط خروج جریان از ایرفویل‌ها، موقعیت ورودی کانال داخلی نسبت به نقطه برخورد جریان به ایرفویل و نهایتاً با در نظر گرفتن اختلاف سرعت در کانال بر اثر تغییرات زاویه حمله جریان آزاد نسبت به وتر ایرفویل، افزایش ۱۲٪ سرعت در سطح مقطع پشت ورودی کانال داخلی ایرفویل را به دنبال داشت. این پژوهش علاوه بر نتایج مطالعه موردی، شیوه بررسی سیستم انرژی بادی غیرمستقیم آیروماین را نیز تبیین می‌کند.

استناد: همت اسفه، محمد، جلیلیان، مجید. بررسی تجربی و ارائه مدل برتر در پیش‌بینی ویسکوزیته دینامیکی نانو سیال هیبریدی کربن چند جداره - اکسید روی با استفاده از روش سطح پاسخ (RSM). مکانیک سیالات و آیرودینامیک. (۱۴۰۴)؛ ۱۴ (۱): ۱۷۰-۱۵۹.

DOI: <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1404.14.1.11.4>

ناشر: دانشگاه جام امام حسین (ع).

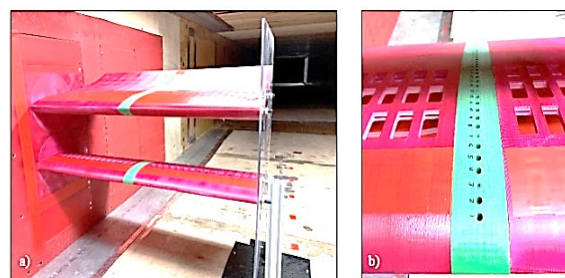
© نویسندگان.



OPEN ACCESS

۱- مقدمه

در سال ۲۰۱۵ دستگاه تبدیل انرژی آیروماین توسط هاچنس و همکاران معرفی شد. دستگاه تبدیل انرژی فوق‌الذکر با عملکرد بر مبنای جریان غیرمستقیم باد و هندسه ثابت، به‌عنوان جایگزین مناسب توربین بادی‌های کوچک مقیاس مورد استفاده در مقیاس شهری، معرفی شد. بخش عمده عملکرد دستگاه یادشده بر مبنای جریان غیرمستقیم مکشی از سمت فوقانی کانال مرکزی این دستگاه تبدیل انرژی است. همچنین به‌واسطه قسمت تحتانی کانال اصلی موجود در آیروماین، به مقدار جزئی جریان مکشی جهت تأمین جریان مؤثر بر روی توربین بادی داخلی مورد استفاده در این دستگاه تبدیل انرژی فراهم می‌شود. اولین تحقیقات آزمایشگاهی در مورد دستگاه یادشده در سال ۲۰۱۹ توسط گروه مجهز تحقیقاتی هاچنس و همکاران در دانشگاه پلی‌تکنیک تگزاس صورت گرفت. ایشان دستگاه تبدیل انرژی مدنظر را در مقیاس یک‌ششم مورد بررسی قرار دادند. دستگاه یادشده دارای ۲ جفت بال متشکل از ایرفویل‌های یکسان ۱۲۱۰ S بودند. بال‌ها به‌صورت متقارن بافاصله محوری ۱۳٫۵ cm قرار گرفته شدند. بر روی سطوح رودرو بال‌ها در هر دو جفت بال، جت‌های جریان تعبیه شده که به‌واسطه جریان عبوری از مابین هر جفت بال، جریان مکشی در فضای داخلی جت‌های جریان به سمت خارج ایجاد خواهد شد. به‌واسطه جریان مکشی یادشده در بخش مرکزی کانال اصلی، جریان مؤثری بر روی توربین موجود در این کانال، اعمال می‌شود [1,2].



شکل ۱ a_ شماتیک یک جفت بال سیستم انرژی بادی آیروماین در مقیاس یک‌ششم و b_ نمای نزدیک به جت‌های جریان موجود بر روی سطوح رودرو در بال‌ها [1].

هاچنس و همکاران در پژوهش یادشده، میزان جریان مؤثر در سطح مقطع روتور را برای جریان آزاد 10 m/s و 15 m/s تحت تأثیر زوایای حمله مختلف مورد بررسی قرار دادند. ایشان اندازه‌گیری‌های خود را یک‌بار بدون حضور خفه‌کننده جریان و نوبت‌های بعدی در حضور واکش خفه‌کننده جریان با ضخامت ۶ mm و ۱۴ mm مورد بررسی قرار دادند [1].

هاچنس و همکاران بار دیگر در سال ۲۰۲۰ دستگاه تبدیل انرژی آیروماین را در دو مقیاس یک‌ششم و یک‌ششم مورد بررسی قرار دادند. ایشان با اعمال جریان 10.4 m/s اختلاف فشار نقاط مختلف بر روی سطوح دارای جت جریان را با نقطه برخورد جریان با ایرفویل^۱ مورد بررسی قرار دادند. بر اساس میزان اختلاف فشار حسگر موردنظر با نقطه مبنای، موقعیت تقریبی ورودی جت‌های جریان بر روی سطوح مدنظر تعیین و بر اساس میزان جریان مکشی حاصل از جت‌های جریان، جریان مؤثر کل در سطح مقطع جایگاه روتور^۲ توربین بادی محور عمودی، توسط فناوری PIV^۳ عکس‌برداری شد.

هاچنس و همکاران در سال ۲۰۲۲ نمونه عملیاتی دستگاه تبدیل انرژی آیروماین را با دو طول بال مختلف ۲٫۵ m و ۳ m، تحت تأثیر جریان آزاد 2.5 m/s تا 9 m/s مورد مطالعه قرار دادند. طبق نتایج اعلام شده دستگاه تبدیل انرژی آیروماین در جریان آزاد تقریباً 2.5 m/s شروع بکار می‌کند. در جریان آزاد برای دستگاه با طول بال ۳ m و اندازه وتر ایرفویل ۱ m در سرعت 9 m/s تحت زاویه حمله ۱۰ راندمان ۲۵٪ تا ۴۲٪ حاصل شد. با توجه به درصد خفگی‌های مختلف، راندمان متناسب با درصد خفگی لحاظ شده برای دستگاه فوق‌الذکر محاسبه شد [3].

ساندابودتا در دانشگاه پلی‌تکنیک بخارست رومانی در سال ۲۰۲۳ بر روی عملکرد سه نوع توربین بادی کوچک مقیاس مطالعات آزمایشگاهی و عددی انجام داد. با توجه به نتایج پژوهش مدنظر، توربین بادی مورد استفاده در هندسه آیروماین توانایی استخراج ۱٫۵ kW تا ۲ kW انرژی را در هر ساعت کاری خواهد داشت. همچنین دستگاه تبدیل انرژی آیروماین در مقیاس عملیاتی مساحت کمتری از پشت‌بام را نسبت به سایر دستگاه‌های تبدیل انرژی هم‌توان خود اشغال می‌کند. نمونه مدنظر در مقیاس آزمایشگاهی با طول بال ۵۰ m و طول وتر ۰٫۵۲ m مورد مطالعه قرار گرفت. در تحقیق یادشده فاصله بین خروجی دو بال در راستای قائم ۰٫۱۵ m لحاظ شد طبق نتایج این تحقیق دستگاه تبدیل انرژی یادشده با مساحت اشغالی 3 cm^2 تحت جریان 9 m/s ، ۱٫۵ kW انرژی در ساعت را استخراج کرده است [4].

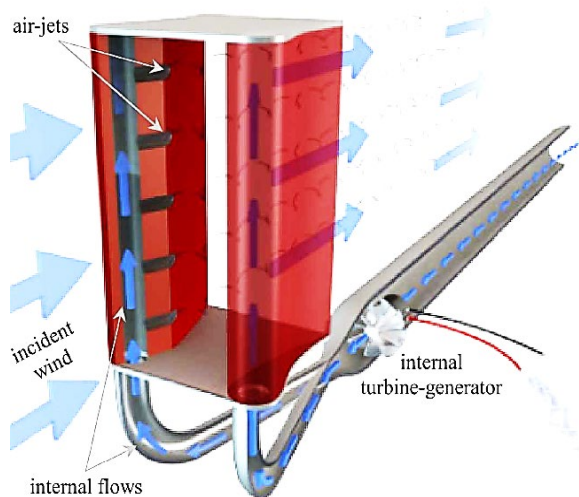
در سال ۲۰۲۴ سوگاتی جهت بهبود ضرایب آیرودینامیکی بال‌های مورد استفاده در دستگاه تبدیل انرژی آیروماین در جریان آزاد با سرعت کمتر، ایرفویل NACA-2412 مورد استفاده قرار داد. وی فاصله بین ایرفویل‌ها را تغییر داد. طبق نتایج عنوان شده بهترین عملکرد برای ایرفویل‌های متقارن در فاصله محوری ۳ ایرفویل‌های مدنظر عنوان شد [۵]. در اثر تغییر زاویه حمله جریان آزاد بر روی مجموعه مدنظر، با توجه به فاصله بسیار کم

^۱ Airfoil

^۲ Rotor

^۳ Particle Image Velocimetry

نصب‌شده در این کانال اعمال می‌شود. سیستم انرژی بادی مدنظر به‌واسطه جریان غیرمستقیم، توانایی تبدیل انرژی جریان آزاد باد به الکتریسیته را دارد.



شکل (۲) شماتیکی از مکانیسم عملکرد سیستم تبدیل انرژی آیروماین در مقیاس عملیاتی [1].

با توجه به شکل فوق جریان عبوری از فضای مابین دو بال دارای جت جریان، به‌واسطه جت‌های جریان موجود، جریان مکشی در فضای داخلی بال به وجود می‌آید. جریان مکشی مذکور در پایین دست موجب به چرخش درآمدن روتور توربین بادی محور عمودی تعبیه‌شده در قسمت تحتانی سیستم مدنظر خواهد شد. توربین بادی مدنظر با ژنراتور مخصوصی مانند شکل (۳) ادغام‌شده که چرخش روتور توربین مذکور موجب ایجاد چرخش شفت ادغام‌شده در ساختار ژنراتور شده و به‌موجب آن جریان الکتریسیته از چرخش شفت ایجادشده و توسط سیم‌کشی موجود به منبع ذخیره هدایت خواهد شد.

در قسمت پشت ژنراتور توربین بادی داخلی تعبیه‌شده در کانال اصلی نیز قسمت تحتانی سیستم تبدیل انرژی آیروماین قرارگرفته که به‌صورت شیپوری است. جریان ثانویه تحت عنوان جریان کانال از قسمت شیپوری انتهایی کانال به سمت پشت ژنراتور جریان پیدا می‌کند و بر روی روتور توربین بادی محور عمودی مشابه شکل (۳) تأثیر خواهد گذاشت. برآیند جریان ثانویه یادشده به همراه جریان مکشی حاصل از دو بال تحت عنوان جریان مؤثر بر روی روتور توربین اعمال می‌شود. در ادامه از چرخش روتور مدنظر جریان الکتریکی توسط ژنراتور ایجادشده و درنهایت در منبع تغذیه ذخیره خواهد شد.

بین جفت ایرفویل، میزان اختلاف سرعت مکشی از کانال داخلی ایرفویل بالای و پایینی بیشتر از همین اختلاف برای حالتی که فاصله بین این دو ایرفویل بیشتر باشد، خواهد بود. هاجننس و همکاران در سال ۲۰۲۱ با استفاده از طرح‌های چند متغیره پره توربین بادی محور عمودی داخلی مورد استفاده در کانال اصلی، عملکرد توربین یادشده را به میزان قابل توجهی بهبود بخشیدند. هدف از بهینه‌سازی تیغه توربین بادی مدنظر، دستیابی به بهترین کارایی یا به عبارتی دیگر بالاترین نسبت نیروی بالابر^۱ به نیروی پسا^۲ بود. بر اساس نتایج تحقیق یادشده، سه نوع روش مورد بررسی جهت بهینه‌سازی پره توربین بادی، مورد مقایسه قرار گرفت [6].

در سال ۲۰۱۷ هاجننس و همکاران هندسه دستگاه تبدیل انرژی آیروماین با سایر دستگاه‌های تبدیل انرژی موجود بادی و خورشیدی مورد مقایسه و ارزیابی قرار دادند. عملکرد آیروماین در جریان غیرمستقیم، راندمان نسبتاً بالای این دستگاه، کاهش هزینه خرید و راه‌اندازی، طول عمر بالا، مساحت مورد استفاده کمتر نسبت به سایر دستگاه‌های تبدیل انرژی هم‌توان و همچنین عملکرد در بازه زمانی بیشتر نسبت به پنل‌های خورشیدی، طرح مدنظر را جهت جایگزینی در مقیاس شهری توجیه نمود [7].

۲- مکانیسم عملکرد سیستم انرژی بادی آیروماین

سیستم موردنظر برای تبدیل انرژی، به‌واسطه جریان غیرمستقیم، قادر است انرژی جریان آزاد باد را به برق تبدیل کند. این سیستم از دو بخش اصلی تشکیل شده است. بخش بالایی دارای دو بال مشابه است که بر روی سطوح روبه‌روی خود، جت‌های جریان قرار دارند. با وزش جریان آزاد از میان این دو بال، جریان مکشی در جت‌های جریان تعبیه‌شده بر روی سطوح کانال ایجاد می‌شود. بخش تحتانی سیستم شامل یک کانال سیلندری شکل است که انتهای آن به‌صورت شیپوری طراحی شده و دارای یک توربین بادی با محور عمودی است. کانال داخلی بال‌ها و قسمت انتهایی کانال اصلی (پایین دست) یک مسیر بسته را شکل می‌دهند که عملکردی مشابه لوله بسته دارد. این کانال شامل بخش‌های مختلفی متشکل از کانال داخلی بال‌ها، لوله‌های رابط میان بال‌ها و کانال مرکزی، کانال مرکزی، و بخش شیپوری کانال است. جریان مکشی در کانال بال‌ها به‌عنوان یکی از ورودی‌های جریان مکشی برای لوله فرضی عمل می‌کند. سطح مقطع انتهایی بخش شیپوری کانال اصلی در قسمت پایین دست نیز به‌عنوان ورودی دیگر این جریان محسوب می‌شود. جریان برآیند حاصل از ترکیب دو جریان مکشی و پایین دست به‌عنوان جریان مؤثری در نظر گرفته می‌شود که بر روی روتور توربین بادی محور عمودی

¹ Lift
² Drag

کانال داخلی ایرفویل‌ها، در وهله اول افزایش سرعت جریان مکشی در کانال داخلی و در وهله دوم کاهش تغییرات سرعت مکشی بین کانال داخلی جفت ایرفویل متقارن حاصل شود. همچنین تأثیرات تغییر زاویه حمله جریان بر روی جریان مؤثر در سطح مقطع جایگاه توربین بادی محور عمودی در کانال مرکزی برای بال‌ها با موقعیت بهینه نسبت به هم مورد بررسی قرار گیرد.

۴-۱- پارامترهای مورد بررسی

در این پژوهش، فاصله محوری میان نقاط خروجی جریان از ایرفویل‌های آینه‌ای در دو وضعیت ۲۷ cm و ۳۲ cm تحلیل شده است. برای نقاط ورودی جریان به ایرفویل، فاصله محوری در هر دو حالت برابر با ۲۷ cm در نظر گرفته شده است. علاوه بر این، فاصله محوری میان ورودی کانال داخلی ایرفویل و نقطه ورود جریان به ایرفویل، در دو مقدار ۱۶ cm و ۱۷٫۵ مورد ارزیابی قرار گرفته است. در نهایت، تأثیر ترکیبی این پارامترها به منظور دستیابی به حداکثر جریان مکشی به عنوان ورودی جریان لوله فرضی رابط در سیستم انرژی بادی آیروماین بررسی شده است. همچنین تأثیر تغییرات زاویه حمله جریان آزاد نسبت به ایرفویل‌ها مورد بررسی قرار گرفته و در نهایت تأثیر پارامترهای یادشده بر روی توان ایجادشده در طرفین کانال داخلی جت جریان با توجه به معادلات بخش ۵-۲ نیز مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

۵- معادلات حاکم

۵-۱- معادلات حاکم بر جریان

برای تحلیل رفتار جریان در تمامی حالات، معادلات بقای جرم و مومنوم حل می‌شود. شبیه‌سازی جریان مؤثر اعمالی بر توربین بادی مورد استفاده در هندسه دستگاه آیروماین با استفاده از مدل معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری شده انجام می‌گیرد که به طور دقیق در معادله (۱) و (۲) ارائه شده است.

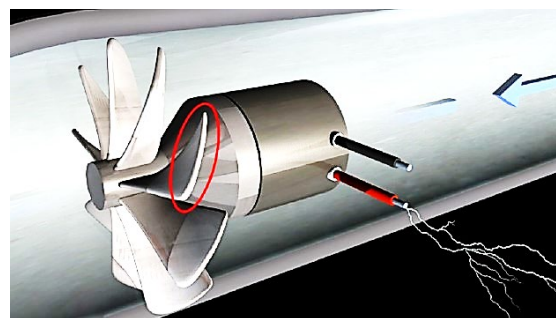
معادله بقای جرم:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

معادله مومنوم:

$$\left(\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + g_i + \mu \left(\frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} \right) + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

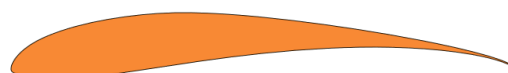
که در آن u_i مؤلفه‌های میدان سرعت p ، فشار استاتیک برحسب پاسکال، ρ چگالی سیال برحسب کیلوگرم بر مترمکعب، μ ویسکوزیته دینامیکی سیال و τ_{ij} تنش‌های رینولدز نامیده می‌شوند.



شکل (۳) شماتیکی از مجموعه ادغام‌شده توربین بادی محور عمودی و ژنراتور در سیستم تبدیل انرژی آیروماین [2].

۳- ایرفویل مبنا

ایرفویل مبنا مورد استفاده به صورت ثابت و یکسان در طول بال، ایرفویل S1۲۱۰ خواهد بود. ایرفویل‌های مدنظر با توجه به فیزیک و هندسه مسئله به صورت آینه‌ای در مقابل یکدیگر قرار می‌گیرد. هندسه مدنظر در مقیاس یک سوم نسبت به هندسه عملیاتی مورد بررسی قرار می‌گیرد. طول وتر ۰٫۵ m و طول بال حاوی این ایرفویل ۱٫۸۳ m لحاظ شد. بر روی سطوح رودرو در ایرفویل‌های مورد بررسی ورودی کانال مکشی قرار می‌گیرد. به واسطه کانال مدنظر جریان مکشی در فضای داخلی ایرفویل مدنظر به سمت بیرون آن ایجاد خواهد شد.



شکل (۴) شماتیکی از ایرفویل S1۲۱۰ مورد استفاده در بال‌های سیستم انرژی بادی آیروماین.

فاصله محوری بین نقاط ورودی جریان بر روی ایرفویل‌ها ۲۷ cm و فاصله محوری بین نقاط خروجی جریان بر روی ایرفویل‌های یادشده در دو حالت ۲۷ cm و ۳۲ cm مورد بررسی قرار می‌گیرد. همچنین فاصله ورود کانال داخلی در ایرفویل‌های یادشده در دو موقعیت مکانی مختلف مورد بررسی قرار می‌گیرد. شبیه‌سازی یادشده برای زوایای حمله ۰، ۱۰ و ۱۵ درجه انجام می‌شود. تغییرات سرعت در کانال داخلی هر یک از ایرفویل‌ها در زوایای حمله متفاوت مورد بررسی قرار گرفته و نهایتاً بهینه‌ترین فاصله بین دو ایرفویل معرفی می‌شود. همچنین با توجه به اطلاعات جریان مکشی، موقعیت ورودی کانال بر روی سطح ایرفویل مشخص می‌شود.

۴- اهداف پژوهش

در پژوهش حاضر سعی شده است که با تغییر فاصله محوری بین نقاط خروجی جریان ایرفویل‌های آینه‌ای و تغییر مکان ورودی

۵-۲- معادلات حاکم بر جریان مکشی

در اثر عبور جریان از فضای مابین جفت ایرفویل‌ها جریان مکشی در فضای داخلی جت‌های جریان به سمت بیرون ایجاد خواهد شد. با در نظر گرفتن کانال جایگزین با مساحتی برابر با مجموع مساحت تمام جت‌های جریان مورد استفاده در مرجع [۱]، ورودی کانال ۳,۳۳۴ mm در طولی برابر با طول ۲ بال به میزان ۳,۶۶ m، مساحت سطح مقطع کانال جایگزین یاد شده را تشکیل می‌دهد. در روابط (۴) و (۵)، u_{jet} سرعت میانگین سطح مقطع پشت جت جریان در طول کانال، A_{uni} مساحت سطح مقطع جت جریان واحد، A_{jet} مجموع مساحت تمامی جت‌های جریان و V_{jet} اصطلاحاً سرعت جت نامیده می‌شود [1,2].

$$V_{jet} = u_{jet} \cdot A_{jet} \quad (۴)$$

$$A_{jet} = n \cdot A_{uni} \quad (۵)$$

به واسطه افزایش u_{jet} ، سرعت جریان مکشی سطح مقطع ورودی کانال اصلی حاوی توربین بادی محور عمودی با فرض ثابت بودن چگالی جریان مکشی در تمامی حالات شبیه‌سازی، طبق رابطه (۶) افزایش پیدا خواهد کرد. در اثر افزایش سرعت مکشی در ورودی فوقانی کانال اصلی سیستم انرژی بادی آیروماین، اختلاف فشار دو طرف ورودی کانال داخلی بال‌ها افزایش پیدا کرده و از این رو ضریب توان جریان جت نیز طبق رابطه (۱۴) افزایش پیدا خواهد کرد. توان توربین بادی محور عمودی مورد استفاده در کانال اصلی نیز طبق رابطه (۱۵) افزایش پیدا خواهد کرد [1,2].

$$A_1 \cdot v_1 = A_2 \cdot v_2 \quad (۶)$$

$$Power = \Delta p \cdot V_{jet} \quad (۷)$$

رابطه (۷) بیانگر توان جریان مکشی در طرفین ورودی کانال داخلی بال‌ها است. Δp نشانگر اختلاف فشار طرفین ورودی کانال یاد شده بوده و V_{jet} برابر با دبی حجمی سرعت جریان u_{jet} در ورودی کانال در طول بال‌ها است که به صورت رابطه (۸) محاسبه می‌شود. A_{jet} سطح مقطع کانال جایگزین با سطح مجموع تمام جت‌های هوا موجود در سطح بال‌ها است. اختلاف فشار مذکور طبق رابطه (۹) محاسبه شده است. در این رابطه، ρ چگالی هوای آزاد و برابر با ۱,۲۲۵ کیلوگرم بر مترمربع و U_∞ سرعت جریان آزاد عبوری از فضای مابین دو ایرفویل، $C_{pres}(x)$ ضریب فشار، γ ضریب اتلاف انرژی برای استخراج انرژی و u_{jet} سرعت جریان داخل جت‌های هوای موجود در سطح فوقانی ایرفویل خواهد بود [1,2].

$$V_{jet} = u_{jet} \cdot A_{jet} \quad (۸)$$

$$\Delta p = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_{pres}(x) \cdot U_\infty^2 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \gamma \cdot u_{jet}^2 \quad (۹)$$

مدل آشفستگی مورد استفاده در شبیه‌سازی بخش ایرفویل‌ها هم در حالت وجود کانال داخلی و هم بدون وجود این کانال، در بخش تنظیمات محاسباتی نرم‌افزار آنسیس فلوئنت در قسمت مدل آشفستگی به صورت مدل اسپالارت آلماراس^۱ خواهد بود. مدل آشفستگی فوق یک مدل تک معادله‌ای است که به طور خاص برای شبیه‌سازی جریان‌های آشفته، به ویژه در کاربردهای هوافضا طراحی شده است. مدل آشفستگی یاد شده، معادله انتقال را برای ویسکوزیته^۲ اصلاح شده سینماتیکی که به صورت $\bar{\nu}$ خواهد بود، حل می‌کند. این امر به این مدل آشفستگی اجازه می‌دهد تا به طور مؤثر جریان‌های محدود به دیوار را مدل‌سازی کند. این معادله پدیده‌های فیزیکی مختلفی از جمله جابه‌جایی، انتشار، تولید و تخریب آشفستگی را به حساب می‌آورد. ویسکوزیته حاصل از آشفستگی به صورت رابطه (۳) محاسبه خواهد شد. در رابطه فوق، چگالی محلی سیال و نیز تابعی است که گرانشی را بر اساس شرایط جریان تنظیم می‌کند. در رابطه فوق، ρ چگالی محلی سیال و $f v_1$ نیز تابعی است که ویسکوزیته را بر اساس شرایط جریان تنظیم می‌کند.

$$\mu_t = \rho \bar{\nu} f v_1 \quad (۳)$$

بر خلاف مدل‌های دو معادله سنتی $k-\epsilon$ یا $k-\omega$ ، مدل آشفستگی فوق فرایند مدل‌سازی آشفستگی را با استفاده از یک معادله انتقال ساده می‌کند. این رویکرد هزینه‌های محاسباتی را کاهش می‌دهد و در عین حال دقت معقولی را برای کاربردهای خاص حفظ می‌کند. در مدل آشفستگی $k-\epsilon$ ، k نمایند انرژی جنبشی حاصل از آشفستگی و ϵ بیانگر میزان اتلاف این انرژی خواهد بود. این مدل اساساً برای جریان‌های کاملاً متلاطم طراحی شده است و در پیش‌بینی جریان‌هایی با گرادین‌های فشار نامطلوب قابل توجه کمتر مؤثر است. از این مدل به عنوان مدل حاکم بر شبیه‌سازی‌های بخش کانال اصلی استفاده خواهد شد. در مدل آشفستگی $k-\omega$ ، k بیانگر انرژی جنبشی حاصل از آشفستگی و ω نرخ اتلاف انرژی بوده و مخصوص این مدل است. این مدل عملکرد برتری را نسبت به مدل آشفستگی $k-\epsilon$ ، در جریان‌های لایه مرزی را ارائه می‌دهد و در پیش‌بینی جداسازی جریان دقیق‌تر است و برای هندسه‌های پیچیده؛ مانند ایرفویل‌ها و توربوماشین‌ها مناسب است.

مدل آشفستگی فوق در ابتدا به عنوان یک مدل با عدد رینولدز پایین توسعه داده شد، نسخه ابتدایی این مدل به وضوح مش ریز در ناحیه تحت تأثیر گرانشی لایه مرزی نیاز دارد (در حالت ایدئال که Y^+ تقریباً برابر مقدار واحد یک باشد).

^۱ Spalart-Allmaras

^۲ Viscosity

$$P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot v^3 \cdot C_p \quad (17)$$

با توجه به روابط یادشده، نتیجه می‌شود که در اثر کاهش فاصله محوری بین نقاط خروجی جریان از ایرفویل‌های آینه‌ای، ضریب توان جریان مکشی افزایش پیدا کرده و با توجه به افزایش سرعت u_{jet} در نهایت سرعت جریان توسعه‌یافته در کانال افزایش یافته و در نهایت توان توربین بادی محور عمودی تعبیه‌شده در کانال اصلی افزایش پیدا خواهد کرد.

۶- شبکه محاسباتی

شبکه‌بندی مدنظر دارای سه دامنه شبکه‌بندی بوده است. دامنه خارجی این شبکه‌بندی با اندازه سلول واحد ۵ mm و مساحت 3.5697 m^2 ، دامنه میانی با شعاع سطح مقطع ۷۰ cm دارای سلول‌های با اندازه میانگین ۰.۵ mm و دامنه داخلی با شعاع سطح مقطع ۳۵ cm دارای سلول‌های با میانگین اندازه ۰.۱ mm شبیه‌سازی شده است. برای مجموعه دارای کانال داخلی برای ایرفویل‌ها نیز اندازه مورد استفاده به صورت مشابه خواهد بود. برای ایرفویل بدون کانال داخلی سطوح ایرفویل، لایه‌مرزی ۳ لایه‌ای با نرخ افزایش فاصله ۰.۵ نسبت به لایه قبلی، جهت بهبود اندازه‌گیری پروفیل سرعت در نزدیکی سطوح مدنظر مورد استفاده قرار گرفته است. لایه‌مرزی موردنظر برای ایرفویل دارای کانال داخلی جهت افزایش دقت شبیه‌سازی، لایه‌مرزی در قالب ۴ لایه با نرخ افزایش فاصله $\frac{1}{2}$ نسبت به لایه قبلی بر روی سطوح

ایرفویل لحاظ شده است. همچنین برای این حالت خاص، بازنگری اندازه سلول^۱ سطح یک برای مش بندی کانال داخلی موردنظر، لحاظ شده است. جهت سهولت شبکه‌بندی و همچنین افزایش دقت شبیه‌سازی دوبعدی مجموعه ایرفویل‌های آینه‌ای، ابتدا آن‌ها را در داخل دامنه اولیه نزدیک ایرفویل‌ها دارای شبکه‌بندی با اندازه سلول ۵ mm قرار می‌گیرد. دامنه بعدی به دور دامنه اولیه با اندازه سلول ۱ mm لحاظ می‌شود. نهایتاً دامنه خارجی با اندازه سلول ۵ mm مشابه شکل ۵ لحاظ می‌شود. در حل گر عددی جریان پایا، بدون در نظر گرفتن جاذبه و با استفاده از مدل اسپالارت آلماراس پیرامون مجموعه شبیه‌سازی خواهد شد. معادله مومنتوم و بقای انرژی برای جریان حل‌شده و تنظیمات لایه‌مرزی برای جریان ورودی با سرعت جریان آزاد مختلف و زوایای حمله متفاوت تنظیم می‌شود. در ادامه، تنظیمات غشاهای بین دامنه‌های محاسباتی به صورت ادغام‌شده دوبه‌دو در نظر گرفته می‌شود. نهایتاً با ایجاد حدس اولیه و تعیین کمینه مقادیر محاسباتی ضرایب در بخش تنظیمات باقی‌مانده

با ادغام رابطه (۸) در رابطه توان جریان هوای مکشی در طرفین ورودی کانال داخلی بال‌ها، معادله (۱۰) حاصل می‌شود. همچنین با ادغام رابطه (۷) در رابطه (۱۰) برای توان مدنظر حاصل می‌شود.

$$Power = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_{pres}(x) \cdot U_{\infty}^2 \cdot V_{jet} \quad (10)$$

$$Power = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_p(x) \cdot U_{\infty}^2 \cdot A_{jet} \cdot \sqrt{C_{pres}(x)} \cdot \gamma \cdot U_{\infty} \quad (11)$$

از طرفی بیشینه توان تولیدی توسط جریان آزاد عبوری توسط رابطه (۱۲) محاسبه خواهد شد. در این رابطه A_{exit} مساحت فضای مابین نقاط خروج جریان از ایرفویل بوده که برابر با حاصل ضرب فاصله محوری بین نقاط خروج جریان از ایرفویل دو بال آینه‌ای در طول بال واحد بوده و به صورت رابطه (۱۳) تعریف می‌شود.

$$Wind Potential Power = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A_{exit} \cdot U_{\infty}^3 \quad (12)$$

$$A_{exit} = L_1 \times L_2 \quad (13)$$

ضریب توان جریان معروف به جریان جت در پشت ورودی کانال داخلی ایرفویل‌ها طبق رابطه (۱۴) محاسبه می‌شود. در رابطه مدنظر، P_w توان در دسترس جریان آزاد در فضای مابین دو بال، و P توان جریان مکشی و حاصل از اختلاف فشار طرفین ورودی کانال داخلی ایرفویل‌ها بوده است. با جایگذاری روابط (۹) و (۱۲) در رابطه (۱۴)، ضریب توان مذکور به شکل رابطه (۱۵) محاسبه خواهد شد. همچنین با جایگذاری رابطه (۱۱) و رابطه (۱۲) در رابطه (۱۴)، رابطه ضریب توان یادشده بر حسب تغییرات مساحت فضای مابین نقاط خروجی جریان از ایرفویل‌های آینه‌ای تعریف‌شده و تأثیر نسبت تغییرات مساحت یادشده بر روی ضریب توان مطابق با رابطه (۱۶) قابل مشاهده است.

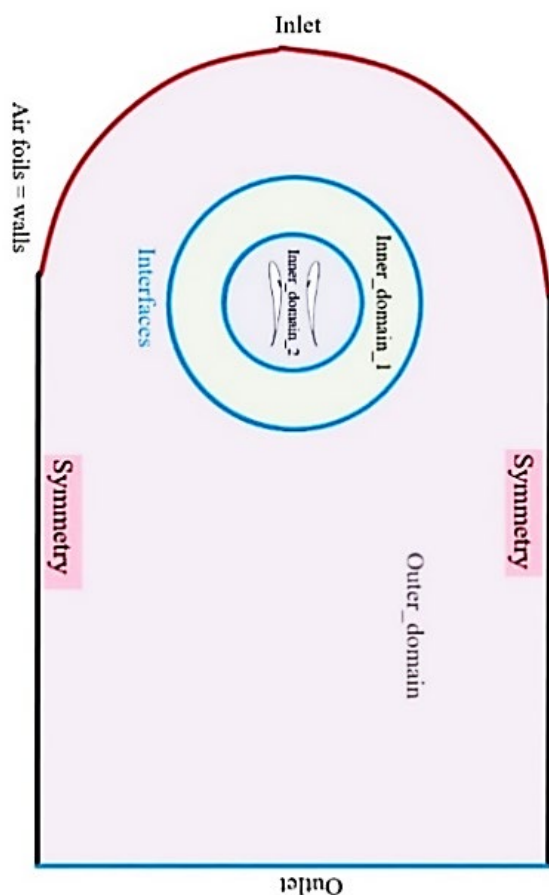
$$C_p = \frac{P}{P_w} \quad (14)$$

$$C_p = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_{pres}(x) \cdot U_{\infty}^2 \cdot V_{jet}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A_{exit} \cdot U_{\infty}^3} \quad (15)$$

$$C_p = C_{pres}(x)^{3/2} \cdot \sqrt{\gamma} \cdot \frac{A_{jet}}{A_{exit}} \quad (16)$$

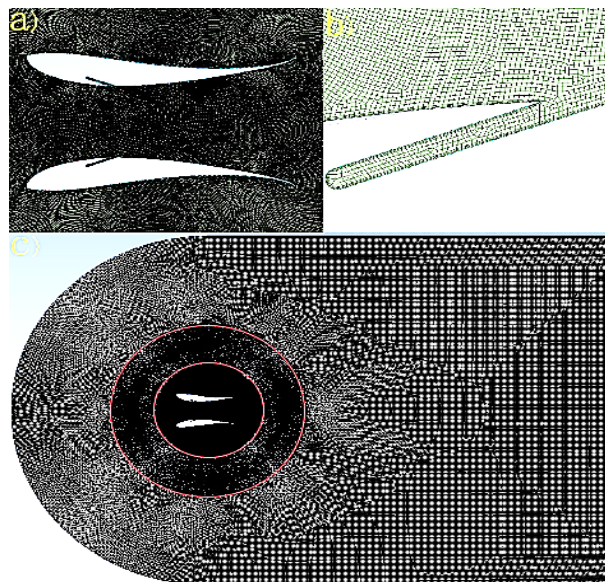
با توجه به رابطه‌ای (۱۶)، با کاهش فاصله محوری بین خروجی جریان دو ایرفویل آینه‌ای یعنی A_{exit} ، ضریب توان افزایش می‌یابد. همچنین، با افزایش سرعت مکش در پشت جت‌های جریان، میزان جریان مکش در سطح مقطع جایگاه روتور توربین بادی محور عمودی نیز افزایش می‌یابد. توان توربین بادی یادشده با توجه به رابطه (۱۷) محاسبه خواهد شد. در این رابطه، v اندازه سرعت جریان مؤثر اعمالی بر توربین بادی محور عمودی است.

^۱ Refinement



شکل (۶) شرایط مرزی شبیه‌سازی مجموعه حاوی دو ایرفویل آینه‌ای حاوی کانال داخلی.

حل گر جهت انجام محاسبات با تعداد تکرار ۳۰۰۰ در بخش محاسبات، شبیه‌سازی یادشده شروع به حل می‌کند.



شکل (۵) الگوی شبکه‌بندی مجموعه دو ایرفویل آینه‌ای دارای کانال داخلی (a_دامنه داخلی، b_نمای نزدیک ورودی کانال داخلی ایرفویل و c_دورنمای کلی از هر سه دامنه شبکه‌بندی).

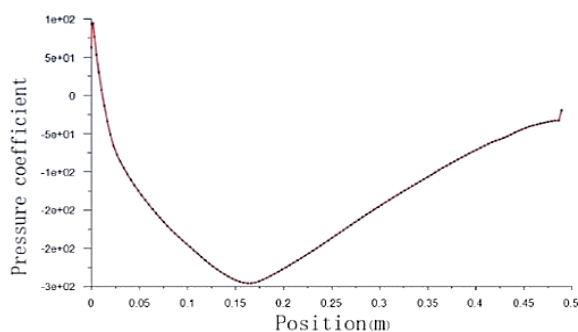
۱-۶- بررسی استقلال از شبکه

شبکه‌بندی شبیه‌سازی مدنظر بار دیگر با استفاده از فن افزایش فضای ابری محلی و مش عمق نفوذ برای مجموعه صورت گرفته که به‌صورت تقریبی تعداد مش ۸۰۰۰۰۰ را دارا بوده، نمودار اندازه سرعت در پشت (قسمت داخلی) ورودی کانال داخلی ایرفویل در بازده توسعه‌یافتگی جریان، برای هر دو حالت شبکه‌بندی در شکل ۷ قابل رویت است. تنها تفاوت اساسی تغییر الگو شبکه‌بندی و تغییر اندازه سلول‌های شبکه در کاهش و افزایش هزینه محاسباتی و دقت اندازه‌گیری پارامترهای مورد مطالعه است. اندازه‌گیری انجام‌شده برای اندازه سرعت در فاصله ۵۰۰ تکرار نهایی و به فاصله هر ۱۰ تکرار بعد از همگرا شدن نمودار سرعت اندازه‌گیری شد.

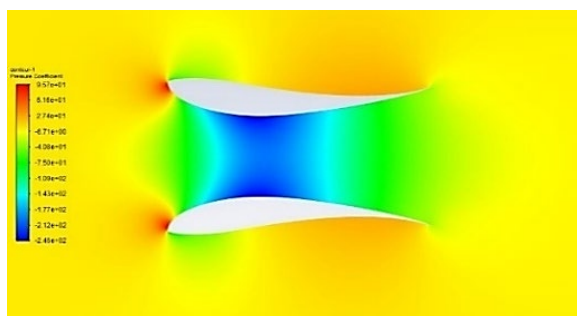
۷- نتایج مطالعه پارامتری

۷-۱- بررسی موقعیت کانال داخلی ایرفویل

برای شبیه‌سازی دوبعدی بال با سطوح مقطع یکسان S۱۲۱۰ و حاوی جت‌های جریان، از ایرفویل دارای کانال داخلی استفاده خواهیم کرد. با توجه به موقعیت قرارگیری دو بال به صورت متقارن نسبت به یکدیگر، دو ایرفویل به نمایندگی این دو بال در موقعیت آینده‌ای یکدیگر و بافاصله محوری ۲۷ cm در امتداد محور عمودی مختصات از نقطه ورود جریان به هر ایرفویل قرار خواهند گرفت. طول وتر هر دو ایرفویل به صورت یکسان و برابر ۵۰ سانتی‌متر خواهد بود. با توجه به شرایط محیطی قیدشده در مرجع [۱]، شرایط محیطی برای جریان آزاد 10 m/s تنظیم و با توجه به شکل ۹ بازده بهینه با کمینه فشار ممکن در فضای مابین دو ایرفویل برای ضریب فشار جهت تطابق سنجی مطالعات آینده در نسبت اندازه‌های مختلف تعیین شده است.

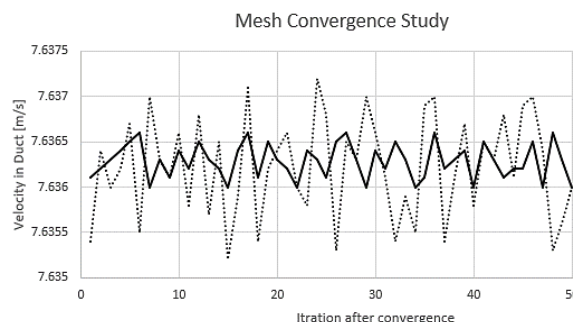


شکل (۹) نمودار ضریب فشار بر روی سطوح رو در رو ایرفویل اول و ایرفویل دوم در جریان آزاد با سرعت 10 m/s و زاویه حمله 0° در مقیاس یک‌سوم.



شکل (۱۰) الگوی ضریب فشار در مجموعه دو ایرفویل S۱۲۱۰ تحت تأثیر سرعت جریان آزاد 10 m/s در زاویه حمله 0° .

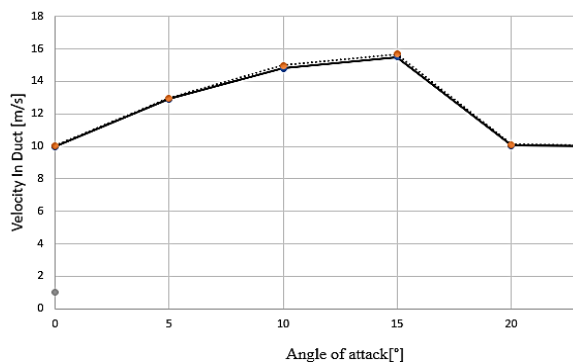
با توجه به داده‌های حاصل از شبیه‌سازی فشار استاتیکی بر روی سطح فوقانی ایرفویل‌های متقارن، مکان مناسب جهت ایجاد ورودی کانال داخلی تعیین می‌شود. با توجه به نتایج شبیه‌سازی،



شکل (۷) نمودار اندازه سرعت در پشت ورودی کانال ایرفویل داخلی برای جریان آزاد با سرعت 10 m/s و زاویه حمله 10° در شبکه‌بندی حاکم (—) و شبکه‌بندی ثانویه (...).

۲-۶- اعتبارسنجی حل جریان

فاصله محوری بین نقاط خروج جریان از دو ایرفویل را مشابه با تحقیق مرجع ۳۲ cm در نظر گرفته و شبیه‌سازی دوبعدی بر این مبنا انجام شد. نتایج سرعت مکشی در کانال اصلی در سطح مقطع روتور در شکل ۸ قابل مشاهده است. اختلاف نتایج بین شبیه‌سازی دوبعدی و نتایج مرجع [۱]، در مقیاس ۰.۰۱ واحد بود. با توجه به نتایج شکل ۸، مقدار u_{jet} اندازه‌گیری شده در پشت کانال داخلی (که جایگزین جت‌های جریان است)، با تقریب بسیار خوبی برابر با مقداری است که در تحقیق مرجع ذکر شده مورد استفاده قرار گرفته است. دلیل این برابری آن است که جریان در سطح مقطع جایگاه روتور توربین داخلی برای هر دو تحقیق مشابه بوده، لذا جریان مکشی ورودی در قسمت فوقانی کانال اصلی تقریباً یکسان است. این برابری سرعت مکشی در سطح مقطع موردنظر، بر اساس رابطه (۶)، به این نتیجه می‌انجامد که سرعت پشت جت‌های جریان برای دو تحقیق مشابه است.



شکل (۸) مقایسه سرعت جریان مؤثر در سطح مقطع روتور توربین بادی محور عمودی متأثر از جریان مکشی حاصل از دو بال در شبیه‌سازی دوبعدی (....) و نتایج تحقیق مرجع [۱] (—) در جریان آزاد 10 m/s .

تغییرات سرعت مکشی بین کانال داخلی ایرفویل بالا و پایینی در زاویه حمله 10° برای جریان آزاد مختلف، در حالت فاصله ورودی کانال داخلی کمتر با نقطه برخورد جریان با ایرفویل، کمتر از میزان تغییرات یادشده برای ورودی کانال بافاصله بیشتر از نقطه برخورد جریان با ایرفویل است. میزان تغییرات بین کانال مکشی جفت ایرفویل آینده‌ای برای جریان آزاد 10 m/s برای دو موقعیت ورودی کانال متفاوت در جدول یک ارائه شده است.

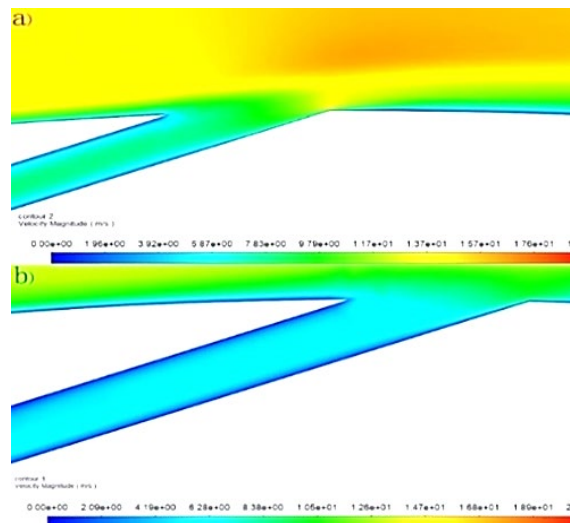
جدول (۱) مقایسه میزان تغییرات سرعت مکشی در کانال داخلی ایرفویل‌های آینده‌ای در فواصل محوری متفاوت

میزان تغییرات سرعت مکشی (درصد)	فاصله محوری بین ورودی کانال داخلی با نقطه برخورد جریان با ایرفویل
۲,۱	فاصله محوری ۱۶ سانتی‌متری
۸,۶	فاصله محوری ۱۷,۵ سانتی‌متری

۷-۳- بررسی فاصله محوری نقاط خروجی جریان

با در نظر گرفتن کانال ونتوری فرضی در فضای مابین دو ایرفویل، آینده‌ای، بر روی سطح فوقانی نقطه بیشینه ضخامت ایرفویل، کمترین فاصله محوری بین دو ایرفویل وجود خواهد داشت. با توجه به رابطه (۶) بیشترین سرعت در کانال فرضی ذکر شده متعلق به این فاصله محوری خواهد بود. در اثر کاهش فاصله یادشده افزایش سرعت و در صورت افزایش آن، جریان آزاد عبوری در این فضا کاهش سرعت را احساس خواهد کرد. تغییرات فاصله محوری بین نقاط خروجی جریان از ایرفویل با فرض ثبات فاصله محوری بین نقاط ورودی جریان بین دو ایرفویل، موجب افزایش و کاهش قطر هیدرولیکی^۱ کانال فرضی خواهد شد. در اثر افزایش و کاهش قطر مدنظر الگوی جریان حول ایرفویل‌ها تغییر کرده و به دنبال آن میزان جریان مکشی در کانال داخلی ایرفویل‌ها به نسبت میزان کاهش و افزایش جریان در فضای مابین دو ایرفویل، به ترتیب کاهش و افزایش پیدا خواهد کرد. در شکل ۱۲ جریان مکشی حاصل از جریان آزاد 10 m/s ، تحت زاویه حمله صفر درجه و با مکان ورودی کانال یکسان برای دو فاصله محوری متفاوت ۲۷ cm و ۳۲ cm نقاط خروج جریان از ایرفویل‌ها مورد مقایسه قرار می‌گیرد. شکل زیر نمای نزدیک ورودی کانال داخلی در شبیه‌سازی جریان مکشی مجموعه دو ایرفویل در جریان آزاد 10 m/s با زاویه حمله 0° را برای دو حالت بافاصله محوری ۳۲ cm و ۲۷ cm بین نقاط خروج جریان از ایرفویل‌ها را نشان می‌دهد.

میزان جریان مکشی ایجادشده در کانال‌های داخلی با جریان آزاد 10 m/s و در زوایای حمله متفاوت جهت اعتبارسنجی با مطالعات مرجع [۱] مورد بررسی قرار می‌گیرد. مقایسه موردنظر در حالت بدون در نظر گرفتن خفه‌کننده جریان و با فرض آزاد بودن تمام مسیر کانال اصلی در جریان آزاد با سرعت 10 m/s و زاویه حمله یکسان 10° بررسی خواهد شد. طبق نتایج شبیه‌سازی تغییر فاصله محوری ورودی کانال داخلی نسبت به نقطه برخورد جریان با ایرفویل، تغییرات سرعت در مقیاس e^{00} به دنبال خواهد داشت. مقیاس این تغییرات برای ورودی کانال ثابت و زاویه حمله متفاوت نسبت به حالت اولیه (زاویه 0°)، e^{-01} خواهد بود.



شکل (۱۱) اندازه جریان در نزدیکی ورودی کانال داخلی ایرفویل در جریان آزاد با سرعت 10 m/s و زاویه حمله 10° در مقیاس یک سوم a _ فاصله محوری کمتر از LE، b _ فاصله محوری بیشتر از LE.

متوسط سرعت جریان مکشی u_{jet} عبوری در پایین دست سطح مقطع ورودی کانال داخلی در راستای طول کانال به دنبال یکسان شدن دبی حجمی جریان مکشی در بخش a شکل فوق تقریباً برابر با 7.6 m/s خواهد شد. این میانگین سرعت برای بخش b شکل فوق تقریباً برابر با 5.4 m/s خواهد بود. فاصله محوری ورودی کانال تا نقطه برخورد جریان با ایرفویل برابر با ۱۶ و این فاصله برای بخش b برابر با ۱۷,۵ است. با توجه به نتایج شبیه‌سازی جریان آزاد 10 m/s بر روی مجموعه جفت ایرفویل S۱۲۱۰ مطابق با شکل ۷ در دو حالت با موقعیت ورودی کانال داخلی متفاوت برای مجموعه، در نهایت از میان دو کانال پیشنهادی، کانال بافاصله محوری کمتر از نقطه برخورد جریان با ایرفویل پیشنهاد خواهد شد.

۷-۲- بررسی تغییرات سرعت جریان مکشی

^۱ Hydraulic diameter

با در نظر گرفتن برآیند تأثیر هر سه عامل مورد بررسی یعنی فاصله محوری نقاط خروج جریان از ایرفویل‌ها، موقعیت ورودی کانال داخلی نسبت به نقطه برخورد جریان به ایرفویل و نهایتاً با در نظر گرفتن اختلاف سرعت در کانال بر اثر تغییرات زاویه حمله جریان آزاد نسبت به وتر ایرفویل، افزایش ۱۲٪ سرعت در سطح مقطع پشت ورودی کانال ایرفویل داخل بعد را به دنبال داشت.

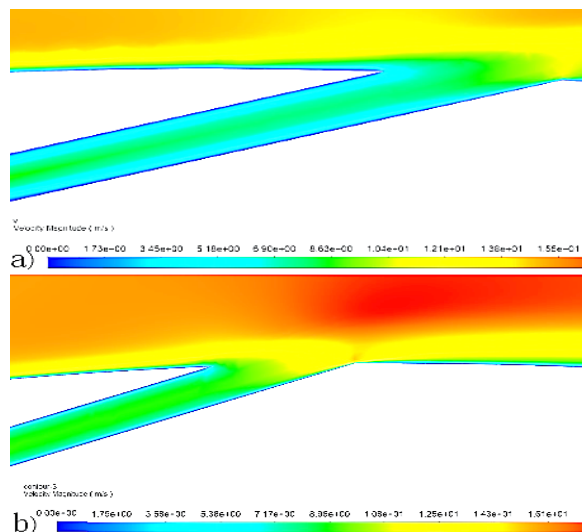
۸- نتیجه‌گیری

با توجه به نتایج شبیه‌سازی برای حالات مختلف قرارگیری دو ایرفویل آینه‌ای نسبت به یکدیگر، مکان بهینه ورودی کانال داخلی بر روی سطوح رودرو دو ایرفویل با توجه به نمودار تغییرات ضریب فشار، اختلاف فشار نقاط مدنظر با نقطه برخورد جریان با ایرفویل مشخص شد. در ادامه با توجه به نتایج شبیه‌سازی جریان مجموعه تحت تأثیر جریان آزاد 10 m/s و زاویه حمله 10° برای مجموعه مدنظر، نهایتاً ورودی با فاصله محوری کمتر با نقطه برخورد جریان با ایرفویل انتخاب شد. همچنین میزان اختلاف جریان مکشی بین کانال داخلی ایرفویل بالا و پایینی نیز در شرایط جریان آزاد بیان شده، بیانگر کاهش تغییرات سرعت در ورودی نزدیک‌تر به نقطه برخورد جریان با ایرفویل است. در ادامه طبق نتایج شبیه‌سازی تأثیر تغییرات فاصله محوری بین نقاط خروجی جریان در ایرفویل‌ها، در اثر کاهش فاصله یادشده، افزایش سرعت جریان مکشی در کانال داخلی ایرفویل حاصل شد. مساحت متأثر از فاصله محوری بین خروجی جریان از ایرفویل‌ها در صورت کاهش فاصله یادشده، کاهش پیدا کرده و با توجه به رابطه (۸) در صورت کاهش این عامل، ضریب توان در سطح مقطع جایگاه روتور افزایش پیدا خواهد کرد.

۹- فهرست علائم

علائم لاتین

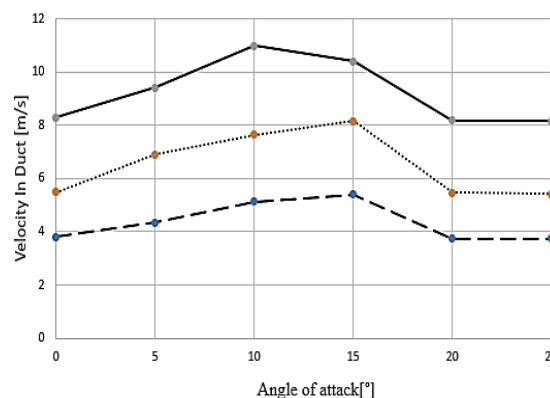
مساحت معادل مجموع مساحت تمام جت‌های جریان	A_{jet}
مساحت جت جریان واحد	A_{uni}
مساحت بین نقاط خروجی جریان از ایرفویل‌ها	A_{exit}
سرعت جریان آزاد	U_∞
سرعت جریان میانگین در پشت ورودی کانال داخلی	u_{jet}



شکل (۱۲) اندازه جریان در نزدیکی ورودی کانال داخلی ایرفویل در جریان آزاد با سرعت 10 m/s و زاویه حمله 10° در مقیاس یک‌سوم a _ فاصله محوری کمتر بین نقاط TE، b _ فاصله محوری بیشتر بین نقاط TE.

۷-۴- مقایسه سرعت جریان مکشی در کانال داخلی

با توجه به نتایج بخش ۳-۵ فاصله محوری بین نقاط خروجی جریان از ایرفویل‌ها 27 cm در نظر گرفته شده و مقایسه سرعت در پشت جت‌های جریان برای سه جریان آزاد 7 m/s ، 10 m/s و 15 m/s تحت زوایای حمله مختلف برای مجموعه دو ایرفویل آینه‌ای در شکل ۱۳ ارائه شده است. با توجه به نتایج شبیه‌سازی میزان سرعت مکشی در زوایای حمله بالاتر تا 15° روبه افزایش است. در اثر افزایش بیشتر زاویه حمله، کاهش چشمگیری در میزان سرعت مشاهده می‌شود. در شرایط جریان آزاد 15 m/s بیشترین سرعت در کانال برای زاویه حمله 10° بوده و اختلاف چندانی با عامل مدنظر در زاویه حمله 15° نخواهد داشت.



شکل (۱۳) مقایسه سرعت u_{jet} در پشت جت‌های جریان برای سه جریان آزاد 7 m/s (—○—)، 10 m/s (·····□·····) و 15 m/s (---△---) تحت زوایای حمله مختلف برای مجموعه دو ایرفویل آینه‌ای.

- [8] Houchens, B. C., & Blaylock, M. L. (2017). AeroMINE (Motionless Integrated Energy) for Distributed Scalable Wind Power (No. SAND-2017-6501R). Sandia National Lab. (SNL-NM), Albuquerque, NM (United States).
- [9] Houchens, B. C., Blaylock, M. L., Marian, D. V., Maniaci, D. C., & Westergaard, C. (2021). U.S. Patent No. 11,047,360. Washington, DC: U.S. Patent and Trademark Office.
- [10] Krath, E., Houchens, B., Marian, D., Pol, S., & Westergaard, C. (2020). Design and Optimization of an Internal Turbine to Interface with AeroMINE using the Proper Orthogonal Decomposition Method. In APS Division of Fluid Dynamics Meeting Abstracts (pp. G03-010).
- [11] Anderson, J. (2011). EBOOK: Fundamentals of Aerodynamics (SI units). McGraw hill.
- [12] Rubio, C. V. C., Kchaou, M., de Faria, P. E., Rubio, J. C. C., & Alqurashi, F. (2024). Development of wind turbines for urban environment using innovative design thinking methodology. Journal of Engineering Research.
- [13] Ziemkiewicz, D. (2017). Simple parametric model for airfoil shape description. AIAA Journal, 55(12), 4390-4393.
- [14] Brusca, S., Lanzafame, R., & Messina, M. (2014). Design of a vertical-axis wind turbine: how the aspect ratio affects the turbine's performance. International Journal of Energy and Environmental Engineering, 5, 333-340.
- [15] Cai, J., Tsai, H.M., and Liu, F. "A Parallel Viscous Flow Solver on Multi-block Overset Grids", Computers & Fluids, Vol. 35, No. 10, pp. 1290-1301, 2006.

سرعت جت جریان	V_{jet}
توان سطح مقطع روتور	P
توان در دسترس جریان	P_w
ضریب فشار محلی	$C_{pres}(x)$
ضریب توان	C_p
ترم تولید نیروی آشفته	P

علائم یونانی

چگالی (kgm^{-3})	ρ
لزجت دینامیکی ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$)	μ
انرژی جنبشی اغتشاشی	k
معکوس مقیاس زمانی اغتشاشات	ω
تنش رینولدز	τ_{ij}
گرانروی گردابی آشفته	μ_t
ضریب افت توان توربین بادی محور عمودی	γ

۹- مراجع

- [1] Pol, S., Houchens, B. C., Marian, D., & Westergaard, C. (2020). Performance of Aeromine for Distributed Wind Energy. In AIAA Scitech 2020 Forum (p. 1241).
- [2] Houchens, B. C., Marian, D. V., Pol, S., & Westergaard, C. H. (2019, July). A novel energy-conversion device for wind and hydrokinetic applications. In Fluids Engineering Division Summer Meeting (Vol. 59070, p. V004T04A013). American Society of Mechanical Engineers.
- [3] Houchens, B. C., Marian, D. V., Pol, S., & Westergaard, C. H. (2022, May). High wind speed performance of AeroMINE at pilot-scale. In Journal of Physics: Conference Series (Vol. 2265, No. 4, p. 042065). IOP Publishing.
- [4] Budea, S. (2023). Assessments regarding the performances of wind turbines from the roofs of buildings. In E3S Web of Conferences (Vol. 404, p. 02005). EDP Sciences.
- [5] Sugati, D., & Yawara, E. (2024). Perancangan, Pembuatan dan Pengujian Turbin Angin Aeromine. CENDEKIA MEKANIKA, 5(2), 86-93.
- [6] Krath, E. H., Houchens, B., Marian, D., Pol, S., & Westergaard, C. (2021). Multivariate Design and Optimization of AeroMINE Internal Turbine Blade. In AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum (p. 3368).
- [7] Hand, M. M., Simms, D. A., Fingersh, L. J., Jager, D. W., Cotrell, J. R., Schreck, S., & Larwood, S. M. (2001). Unsteady aerodynamics experiment phase VI: wind tunnel test configurations and available data campaigns (No. NREL/TP-500-29955). National Renewable Energy Lab. (NREL), Golden, CO (United States).